

Die Gießener Ionenraketentriebwerke

Heutiger Entwicklungsstand

Nach fast elfjähriger Entwicklung wird nunmehr das erste Gießener Ionentriebwerk der Industrie zum Bau eines flugfähigen Prototyps übergeben. Abb. 1 zeigt das Aggregat, das neben der Antriebseinheit noch die Spannungsversorgung und den elektronischen Regelteil enthält. Das Triebwerk »RIT 10« wird bei der Firma Messerschmitt-Bölkow-Blohm zunächst mechanischen Tests unterzogen. Später soll sich ein Langlebensdauerversuch anschließen.

Eine vom Ministerium für Bildung und Wissenschaft veranlaßte Projektstudie sieht für 1975/76 die Weltraumerprobung eines Bündels von sechs »RIT 10«-Aggregaten an Bord eines technologischen Satelliten »SELAM« vor. Abb. 2 bringt eine technische Zeichnung des geplanten Flugkörpers. Am Boden des Mittelteils erkennt man die Triebwerke.

Im Sommer 1970 konnte am 1. Physikalischen Institut Gießen der z. Z. größte europäische Prüfstand für Ionentriebwerke seiner Bestimmung übergeben

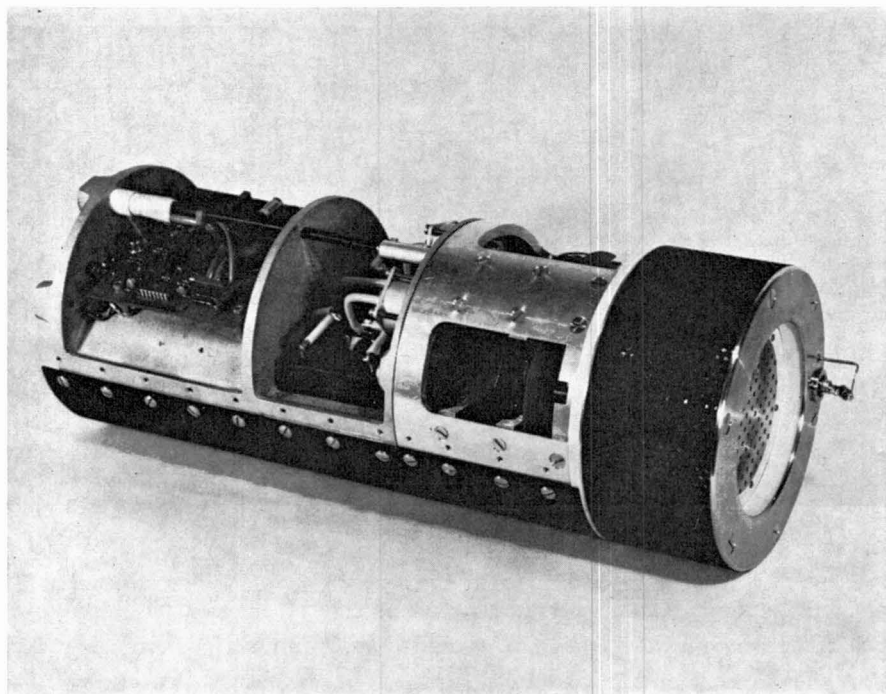


Abb. 1

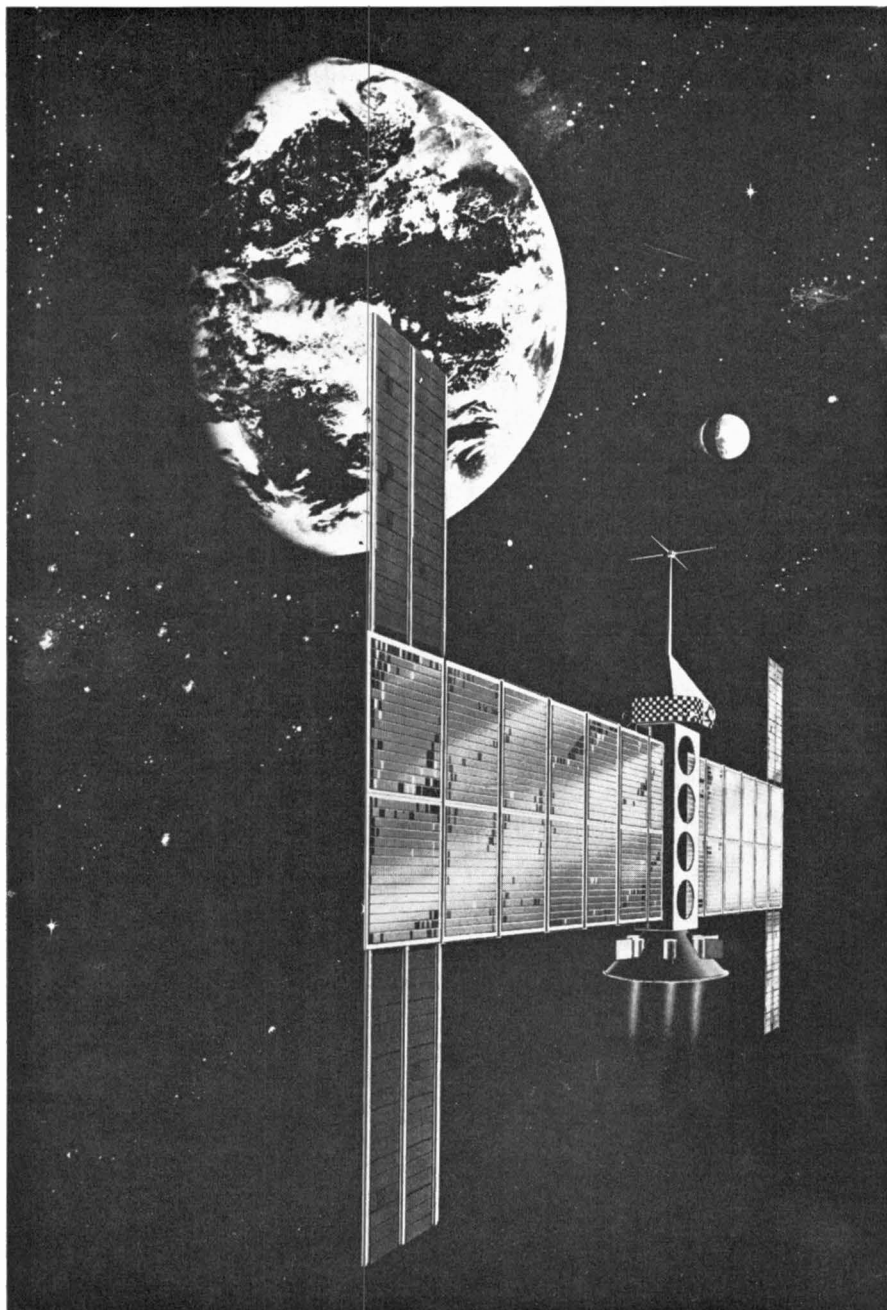


Abb. 2

werden. In einem Kammervolumen von 28 cbm erzeugen zwei große Pumpen von zusammen 100 000 l pro Sekunde Saugleitung ein Vakuum von 10^{-6} Torr und simulieren damit Druckverhältnisse im Weltraum. Abb. 3 zeigt diesen Prüfstand »P 100 000«, dessen Erstellung rund 1 Million DM erforderte.

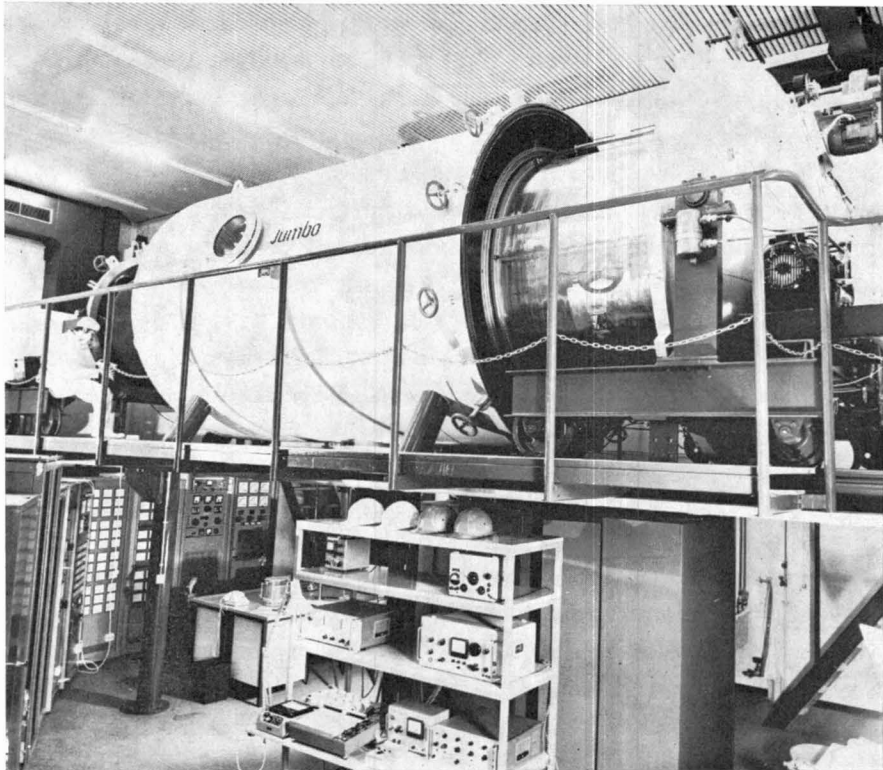


Abb. 3

Diese Mittel wurden vom BMBW in dankenswerter Weise zur Verfügung gestellt. In der geschilderten Anlage kann das gesamte Antriebsbündel des »SE-LAM«-Satelliten einschließlich des Treibstofftanks getestet werden. Ferner werden größere Triebwerke untersucht, optimiert und entwickelt. Die Planungen reichen über »RIT 20« bis zu 50 cm großen Aggregaten mit rund 10 kW Leistung.

Diese drei Meilensteine — Industriereife von »RIT 10«, Projekt »SELAM« und Großprüfstand »P 100 000« — brachten die Universität Gießen und die Bundesrepublik Deutschland an die Spitze der europäischen Aktivitäten und hinter den USA an die zweite Stelle der weltweiten Bestrebungen auf dem Sektor der sogenannten Zukunftsantriebe.

Elf Jahre Entwicklungsarbeit in Gießen

Die Gießener Arbeiten begannen 1960 in äußerst bescheidenem Rahmen: Der Verfasser stellte einige grundlegende Berechnungen an und unternahm an einem kleinen Pumpstand erste tastende Vorversuche. Einschlägige Literatur gab es damals noch so gut wie keine. Die ersten Ergebnisse konnten 1962 in »Astronautica Acta« publiziert werden.

Im folgenden Jahr stellte die Deutsche Forschungsgemeinschaft Mittel zum Bau eines größeren Prüfstandes von 2 cbm Kammervolumen zur Verfügung. Diese für damalige Verhältnisse respektable Anlage »P 6000« konnte im Frühjahr 1964 in Betrieb genommen werden. Sie ermöglichte die Optimierung des ersten, 10 cm durchmessenden Versuchstriebwerkes.

Auf der gemeinsamen Jahrestagung der Deutschen Gesellschaft für Raketentechnik und Raumfahrt und der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt 1964 in Berlin konnte der Verfasser zusammen mit seinem Mitarbeiter J. Freisinger hierüber referieren.

Die folgenden Jahre brachten den endgültigen Durchbruch: Die Zahl der Experimentatoren stieg auf vier, später auf sieben. Sie beträgt heute achtzehn.

Neue, für spezielle Teilaufgaben konzipierte Pumpstände kamen hinzu. Gegenwärtig stehen der Abteilung sechs größere Prüfanlagen und zwei Computer zur Verfügung. Das Wissenschaftsministerium übernahm von 1964 an die finanzielle Untertützung des gesamten Vorhabens.

Die Erfolge rechtfertigten die Anstrengungen: Aufgrund der sorgfältigen und teilweise auch mühsamen Optimierungen konnte die Brauchbarkeit des gewählten Systems nachgewiesen werden; die absoluten und spezifischen Triebwerksleistungen, der Schub, der Ionenstrom, die Strahlausbeute und alle Wirkungsgrade stiegen und brauchen heute keinen Vergleich mehr mit den amerikanischen Aggregaten zu scheuen.

Parallel zu den Optimierungen der Hauptteile des 10-cm-Triebwerks wurden alle erforderlichen Hilfsaggregate, wie Treibstoffverdampfer, Zünder, Regler, Neutralisator usw. entwickelt.

Ein Dauerversuch über eine Woche wurde gefahren. Einbrennvorgänge sind untersucht worden. Eine Schubwaage wurde erstellt. Steuer- und Regelelektroniken konnten entwickelt werden.

Diagnostische Messungen klärten eine Reihe physikalischer Probleme und Effekte auf.

Während die 10 cm große Standardeinheit des Radiofrequenz-Ionen-Triebwerks »RIT 10« einschließlich aller Zusatzteile bis zur Laborreife entwickelt wurde, ist auch die Triebwerksgröße variiert worden. Kleine, 4 cm durchmessende Aggregate »RIT 4« sind in der Optimierung. Sie sollen zu Steuerzwecken eingesetzt werden. Gleichzeitig wurde ein 20 cm große Antriebseinheit, »RIT 20«, gebaut. Sie wird z. Z. untersucht.

Schließlich zeigen himmelsmechanische Bahnrechnungen eine Reihe von Anwendungsmöglichkeiten der erstellten Triebwerkseinheiten auf. Diese Flugmissionen wurden auf der großen Anlage »CDC 3300« des Rechenzentrums unserer Universität durchgerechnet.

Im folgenden sollen zunächst die Grundidee, Eigenschaften und Anwendungsmöglichkeiten der Ionenraketen besprochen werden, bevor auf die speziellen Probleme der Gießener Aggregate eingegangen werden kann.

Alle bisher eingesetzten Raketen besaßen chemische Triebwerke: Der Treibstoff wird in der Brennkammer chemisch verbrannt. Die Verbrennungsgase expandieren in einer Düse und erzeugen den Rückstoß.

Solche konventionellen Triebwerke haben heute einen hohen Grad an Perfektion und Verlässlichkeit erreicht. Leider sind ihre spezifischen Leistungen nur sehr mäßig. So reicht die Fluggeschwindigkeit eines einzelnen chemischen Aggregates nicht aus, um den einfachsten astronautischen Flugauftrag, den Start in eine niedrige Erdumlaufbahn durchzuführen. Bekanntlich hilft man sich mit dem Stufenprinzip. So kann man mit einer mehrstufigen konventionellen Rakete auch zum Mond hin und zurück fliegen.

Allerdings geht die durch das Stufenprinzip gewonnene erhöhte Antriebsleistung auf Kosten der Nutzlast. So macht die Nutzlast der sechsstufigen amerikanischen Mondrakete »Saturn-Apollo« nur 0,18 Prozent der Startmasse aus. Die logische Konsequenz dieser verschwindend kleinen Nutzlastverhältnisse ist der zu beobachtende Trend zur teuren Großrakete.

Schuld an diesen unbefriedigenden spezifischen Leistungen chemischer Triebwerke ist die relativ niedrige Ausströmgeschwindigkeit des Treibstoffes, bedingt durch die geringe Energieausbeute der Verbrennungsreaktion. Nach dem Impulserhaltungssatz, dem Grundprinzip jeder Rakete, kommt es nämlich auf den Treibstoffimpuls, d. h. auf das Produkt von Treibstoffmasse und Ausströmgeschwindigkeit, an. Die geringe Treibstoffgeschwindigkeit chemischer Antriebe erfordert danach große Mengen an Treibstoff. Dies begrenzt die Nutzlast oder erfordert hohe Raketenstartgewichte.

Der Ausweg ist klar: Da die Treibstoffgeschwindigkeit mit der Energieausbeute bzw. dem spezifischen Heizwert des energieliefernden Prozesses wächst, muß die chemische Energie durch Atomenergie ersetzt werden. Die Energie der Uranspaltung ist 5,4millionenmal höher als diejenige der Wasserstoffverbrennung.

Bei den nichtkonventionellen, nuklearen »Zukunftsantrieben« stellt sich nun die Frage, auf welche Weise die Kernenergie in kinetische Energie des Treibstoffstrahls überführt werden kann.

Der gegenwärtig erfolversprechendste Weg führt über die elektrische Energie als Zwischenglied zu den elektrischen Raketen. Der erste der beiden Schritte, die Umwandlung von nuklearer in elektrische Energie, erfolgt in der Energiequelle, welche die Rakete mit sich führen muß. Als Raumkraftwerke kommen in erster Linie Kernreaktoren, wie sie in den USA, der Sowjetunion und auch in der BRD entwickelt werden, oder großflächige Sonnenzellen in Frage. Bei diesen liefert die Sonne bereits die nukleare Primärenergie, die von der Solarzelle nur in elektrischen Strom umgewandelt werden muß. der geplante Satellit »SELAM« (Abb. 2) wird z. B. mit zwei Sonnenzellenpaddeln ausgestattet sein.

Der zweite Schritt in der Energieübertragungskette, die Umwandlung der elektrischen Energie in kinetische Strahlenenergie, erfolgt im eigentlichen Triebwerk. Nach dem Beschleunigungsmechanismus unterscheiden wir elektrothermische, elektromagnetische und elektrostatische Antriebe. Der letztgenannte Typ — man nennt ihn auch Ionenantrieb — ist der fortgeschrittenste und leistungsfähigste.

Eigenschaften der Ionenrakete

Elektrische Antriebe besitzen eine optimale Treibstoffgeschwindigkeit, bei welcher die Nutzlastkapazität ein Maximum erreicht. Die betreffenden Optimalwerte hängen einmal von der spezifischen Leistung des Triebwerks und der Energiequelle, also vom technologischen Entwicklungsstand, zum anderen von der Antriebsdauer, d. h. vom Flugauftrag ab und betragen in der Praxis zwischen 20 und 100 km/sec. Sie liegen damit um mindestens eine Größenordnung über den Ausströmgeschwindigkeiten chemischer Triebwerke.

Demzufolge kann man eine ganz beträchtliche Menge Treibstoff einsparen und wesentlich größere Nutzlasten transportieren. Ferner ermöglicht die hohe Treibstoffgeschwindigkeit elektrischer Antriebssysteme auch entsprechende Raketengeschwindigkeiten, was zu einer Verkürzung der Flugzeit führt. In der folgenden Tabelle sind ein konventionelles, chemisches Aggregat und ein elektrisches Triebwerk einander gegenübergestellt.

	chemische Raketen	elektrische Raketen
Treibstoffgeschwindigkeit	4 km/sec	60 km/sec
Massenanteil des Treibstoffes	85 %	30 %
Massenanteil des Triebwerks	5 %	30 %
Massenanteil der Nutzlast	10 %	40 %
Raketenendgeschwindigkeit	7,6 km/sec	21 km/sec
Startbeschleunigung	2 g	10^{-4} g
Antriebsdauer	3 Minuten	1 Jahr

Wie man sieht, erreichen elektrische Ionenraketen mit der vierfachen Nutzlast fast dreimal so hohe Fluggeschwindigkeiten als die gebräuchlichen, chemischen Systeme. Allerdings besitzen die elektrischen Antriebe wegen der schweren Energieversorgungsanlage auch einen gravierenden Nachteil: Ihr Schub ist leider gering und demnach auch die Triebwerksbeschleunigung. In der Praxis liegen die Beschleunigungswerte um 10^{-4} g, d. h. die Schubkraft der Triebwerke macht nur ein Zehntausendstel der Raketenmasse aus.

Deshalb können Ionenraketen weder von größeren Himmelskörpern aus starten noch auf diesen landen. Hinzu kommt, daß die elektrischen Triebwerke nur im luftleeren Raum funktionieren, weshalb man die Bodentests ja auch in Vakuumkammern durchführt.

Geringe Triebwerkschübe bedeuten natürlich einen sehr kleinen zeitlichen Treibstoffdurchsatz und demzufolge lange Antriebszeiten, bis der gesamte Treibstoffvorrat verbraucht und die Raketengeschwindigkeit erreicht ist. Diese Zeiten liegen bei elektrischen Antrieben zwischen 1000 und 10 000 Stunden.

Einsatzbereiche der Ionenrakete

Aus den Eigenschaften und Leistungsdaten der elektrischen Antriebe folgen ihre Einsatzmöglichkeiten. Ihr Reich ist der luftleere und gravitationsarme Welt-raum. Ionenantriebe benötigen konventionelle Trägersysteme, die sie erst einmal in eine Satellitenbahn befördern.

Ein langsames, aber kontinuierliches Ausweiten der Umlaufbahn ist dann jedoch mit elektrischen Aggregaten möglich. Ein solches Hochspiralen wäre z. B. für die Erforschung der Feinstruktur in den Strahlungsgürteln um unsere Erde vorteilhaft. In Europa prüft man ferner zur Zeit die Möglichkeit, einige Tonnen schwere Fernsehsatelliten mit Hilfe einer solar-elektrischen Oberstufe aus einer niedrigen Kreisbahn in die geostabile, stationäre, 36 000 km hohe Synchronbahn zu transportieren. Diese Frage ist deshalb von großem praktischen Interesse, da die heutige europäische Trägerkapazität für den Start schwerer Flugkörper nur bis in etwa 300 km Höhe ausreicht und uns die Amerikaner erst kürzlich zu verstehen gaben, daß sie für kommerzielle Zwecke keine chemischen Trägerraketen an Europa verkaufen wollen. So gesehen, wäre »SELAM« ein wichtiger Vorläufer für künftige europäische Satellitenmissionen.

Eine der ersten Anwendungen elektrischer Antriebe wird voraussichtlich die Lageregelung und Achsenstabilisierung von Raumflugkörpern sein. Hierzu sind nur sehr kleine Steuertriebwerke von etwa 50 Watt elektrischer Leistung erforderlich. Die elektrische Lageregelung beansprucht z. B. für Steuerzeiten über acht Monate dank des sparsamen Treibstoffverbrauchs weniger Massenteile am Flugkörper als die gebräuchliche Kaltgas-Steuerung und als chemische Korrektursysteme.

Ein Hauptanwendungsbereich elektrischer Triebwerke wird im interplanetaren Raum zum Antrieb unbemannter Forschungssonden und später von bemannten Raumschiffen liegen. Auf diesen astronautischen »Langstrecken« reichen die geringen Triebwerksbeschleunigungen aus, zumal die Flugzeiten ohnehin einige oder viele tausend Stunden betragen.

Bei einem »Wettrennen« zwischen einer konventionellen, chemischen Rakete und der Ionenrakete würde letztere zunächst wegen der geringen Startbe-

schleunigung zurückbleiben. Nach einigen Monaten hätte sie aber aufgeholt und schließlich die chemische Rakete eingeholt. Sie würde dann immer noch weiter beschleunigen, so daß der Vorsprung der elektrischen Rakete ständig weiter wachsen würde.

Der Vorteil elektrischer Antriebe ist somit um so gravierender, je weiter das Ziel entfernt und je höher der Nutzlastbedarf ist. Für einen Erkundungsflug quer durch unser Sonnensystem, bis zum äußersten Planeten Pluto, benötigte eine heutige Rakete etwa 45 Jahre, während ein Zukunftsantrieb nur drei bis sechs Jahre unterwegs wäre.

Mit elektrisch angetriebenen Raumsonden könnten also alle Planeten unseres Sonnensystems in vernünftigen Zeiten angeflogen werden. Daneben denkt man bereits an Kometen- und Asteroidenmissionen sowie an Flüge in unmittelbare Sonnennähe oder Missionen, die aus der Eliptikebene herausführen. Einige weitschauende Konstrukteure befassen sich seit einigen Jahren mit dem Zukunftsbild bemannter, elektrisch angetriebener Planetenmissionen. So wurde in den USA ein fast 400 t schweres Marsschiff konzipiert. Es soll mit einem 20-Megawatt-Kernreaktor bestückt und von einem 36 kp Schub erzeugenden Ionen-Triebwerksbündel angetrieben werden.

In einer ähnlichen Größenordnung plant man elektrische Mondfähren, die einmal den Lastentransport zu Mondaußenstationen übernehmen könnten. Die Zeit für einen Hin- und Rückflug betrüge zwar zweieinhalb Monate — diese Fähren kommen deshalb für Personenförderung nicht in Frage —, jedoch ließe sich der Frachtpreis dank des hohen Nutzlastverhältnisses elektrischer Antriebe gegenüber einem konventionellen Transport um 46 Prozent senken.

Aufbau von Ionentriebwerken

Ein Ionentriebwerk besteht aus dem Treibstoff-Fördersystem, dem Verdampfer, einem Ionisator, dem Beschleuniger und dem Neutralisator.

Man fördert den Treibstoff aus dem Vorratstank entweder durch ein Druckgas, mit Hilfe kleiner elektrischer Pumpen oder durch Ausnutzung von Kapillarkräften. Die Förderrate ist gering. Die Verdampfung des flüssigen Treibstoffes erfolgt meist durch eine besondere elektrische Heizwicklung.

Im Ionisator wird der neutrale Treibstoffdampf elektrisch aufgeladen, d. h. ionisiert. Dieses — auch Ionenquelle genannte — Herzstück des Ionentriebwerks entspricht der Brennkammer chemischer Raketen.

Nachdem die Treibstoffatome im Ionisator einfach positiv aufgeladen wurden, können sie sodann im elektrostatischen Beschleuniger durch Coulomb-Kräfte, d. h. durch negative Hochspannungen von einigen 1000 Volt auf die gewünschte hohe Ausströmgeschwindigkeit beschleunigt werden. Als Beschleuniger — dem elektrischen Analogon zur Raketendüse — dienen eine oder mehrere Loch-

scheiben, an die Hochspannung angelegt ist. Durch die Löcher in diesen Elektroden verlassen die Treibstoffionen das Triebwerk und erzeugen den Rückstoß, d. h. den Schub.

Bei allen elektrostatischen Aggregaten ist es noch unbedingt nötig, den positiven Treibstoffionenstrahl durch Injektion von Elektronen hinter dem Beschleuniger möglichst rasch zu neutralisieren. Sonst würden sich Triebwerk und Raumfahrzeug in Kürze elektrisch aufladen, und der Schub würde unverzüglich versiegen. Als Neutralisator verwendete man früher ausschließlich Glühdrähte. Neuerdings werden hierfür Gasentladungen vorgezogen. Verdampfer, Ionenquelle, Beschleuniger und Neutralisator müssen von der Energieanlage mit den benötigten Spannungswerten versorgt werden. Die einzelnen Triebwerksfunktionen werden von einer Regelelektronik gesteuert und überwacht.

Triebwerk, Energiequelle, Treibstofftank, Zelle und Nutzlast bilden zusammen die Ionenrakete.

Welches ist der beste Treibstoff für elektrostatische Aggregate?

Die ersten, 1954 konzipierten und 1957 in Betrieb genommenen Ionenmotoren verwendeten das Alkalimetall Cäsium, da dessen Atomgewicht hoch ist — eine der Hauptforderungen — und vor allem, weil es sich leicht ionisieren läßt.

Als Ionisator benutzte man einfach einen rund 1000°C heißen, porösen Wolframschwamm, an dessen Oberfläche sich das Cäsium schon durch Kontakt selbst ionisiert.

Solche Cäsium-Kontakt-Triebwerke sind sehr einfach und robust im Aufbau. Betriebszeiten von 8000 Stunden wurden erreicht, und ein Weltraumtest verlief 1965 erfolgreich.

Leider ist das Cäsium noch nicht der ideale Treibstoff: Sein Atomgewicht ist nicht hoch genug. Die geringe Dichte erfordert große Vorratsbehälter, die geheizt werden müssen, um das Alkalimetall flüssig zu erhalten. Cäsium ist zudem sehr teuer. Besonders nachteilig wirkt sich ferner die chemische Aggressivität aus.

In allen diesen Belangen erweist sich Quecksilber als der weitaus bessere Treibstoff. Allerdings läßt dieses sich nicht so einfach ionisieren. Die USA entwickelten seit 1960 Quecksilber-Ionentriebwerke mit Elektronenstoß-Ionisator: Der in den Ionisator einströmende Quecksilberdampf wird in ihnen durch eine Niedervolt-Gleichstromentladung ionisiert, die zwischen einer Glühkathode und der Anode brennt. Elektronenstoß-Triebwerke verfügen über vorzügliche Energiewirkungsgrade. Leider sind sie etwas komplizierter im Aufbau als die Kontaktmotore. Hauptnachteil war lange Zeit die Zerstöranfälligkeit der Glühkathode. Sie wurde mittlerweile durch eine kalte Quecksilberkathode ersetzt.

Als erstes Ionentriebwerk wurde im Juli 1964 ein Elektronenstoßmotor im Weltraum einem halbstündigen erfolgreichen Test unterzogen. 1970 liefen zwei solche Triebwerke an Bord des Satelliten »SERT II« insgesamt 8 Monate lang.

Zur Zeit wird in den USA ein 1,50 m großes 100-kW-Aggregat erprobt. Das Elektronenstoß-Triebwerk wurde mittlerweile in einigen Ländern nachgebaut.

Das Gießener Hochfrequenz-Ionentriebwerk

Ausgehend von den anfänglichen Elektrodenschwierigkeiten des Elektronenstoßtyps, wurde am 1. Physikalischen Institut Gießen von vornherein ein anderer Weg zur Ionisierung des Quecksilber-Treibstoffes beschritten: Das dampfgefüllte Gasentladungsgefäß wurde in die Schwingspule eines transistorisierten Kurzwellensenders gebracht, der im Gefäßinnern ein elektrisches Wirbelfeld erzeugt. Die Ionisationsakte finden auf die gleiche Weise wie beim Elektronenstoßmotor statt, nämlich durch Stoß schneller Elektronen gegen neutrale Treibstoffatome. Der grundlegende Unterschied zum US-Typ ist in der Herkunft dieser Elektronen zu suchen. Sie stammen im Hochfrequenz-Triebwerk nicht aus einer Kathode, sondern sind bei vorangegangenen Ionisationen entstanden. Insofern handelt es sich um eine selbständige, elektrodense Gasentladung. Das Fehlen von Entladungselektroden macht sich natürlich vorteilhaft hinsichtlich der Lebensdauer bemerkbar.

Aus der hochfrequenten Gasentladung werden die Quecksilberionen durch eine negative Hochspannung herausgesaugt. Mit Hilfe geeignet dimensionierter Isolierscheiben erreicht man eine gute Strahlbündelung. Daraus folgen ausgezeichnete Massenwirkungsgrade, d. h. ein sehr hoher Prozentsatz des Treibstoffes wird ionisiert, beschleunigt und trägt zur Schubzeugung bei.

Hinsichtlich der Treibstoffverluste und auch bezüglich der Homogenität des Antriebstrahls erweist sich das Hf-Triebwerk dem Elektronenstoßaggregat überlegen. Allerdings ist die Erzeugung einer Hochfrequenzentladung etwas schwieriger als die einer Gleichstromentladung.

Hinsichtlich des Treibstofffördersystems des Verdampfers, des Beschleunigers und des Neutralisators gibt es nur geringfügige Unterschiede zwischen den Gießener Hf-Triebwerken und dem amerikanischen Elektronenstoßtyp.

Bild 1 zeigt den Standardtyp »RIT 10«. Der Ionisator besitzt einen Innendurchmesser von 10 cm. Die Triebwerkshülle durchmißt 15 cm und ist 40 cm lang. Das komplette Aggregat wiegt 4 kg. Der Leistungsverbrauch beträgt rd. 400 W, wovon 85 W in der Hochspannungsanlage und etwa 70 W im Triebwerk selbst verloren gehen.

Der Quecksilberionenstrom beträgt 100 mA. Bei 48 km/sec Ausströmgeschwindigkeit beläuft sich die Schubkraft von »RIT 10« auf 1 Pond. Der gesamte Wirkungsgrad des Systems erreicht 70 Prozent.